



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 115682989 A

(43) 申请公布日 2023. 02. 03

(21) 申请号 202310009840.3

(22) 申请日 2023.01.05

(71) 申请人 北京汉飞航空科技有限公司
地址 101307 北京市顺义区张镇大街28号

(72) 发明人 孙跃飞 冯雷涛 张立

(74) 专利代理机构 北京鼎德宝专利代理事务所
(特殊普通合伙) 11823

专利代理师 牟炳彦

(51) Int. Cl.

G01B 11/24 (2006.01)

G06T 7/60 (2017.01)

G06N 3/006 (2023.01)

G06T 17/00 (2006.01)

权利要求书3页 说明书9页 附图4页

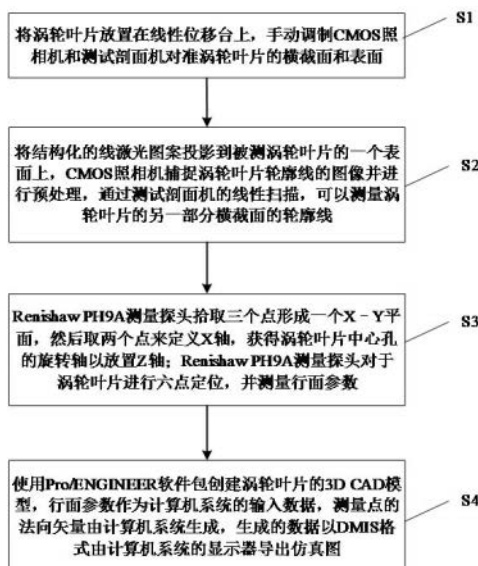
(54) 发明名称

一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法

(57) 摘要

本发明公开一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,涉及测量和测试技术领域;方法包括:(S1)将涡轮叶片放置在线性位移台上,手动调制CMOS相机和测试剖面机对准涡轮叶片的横截面和表面;(S2)通过测试剖面机的线性扫描,测量涡轮叶片的另一部分横截面的轮廓线;(S3)Renishaw PH10T测量探头拾取三个点形成一个X-Y-Z坐标系, Renishaw PH10T测量探头对于涡轮叶片进行六点定位,并采用SA-LM混合优化形面测量算法优化测量形面参数;(S4)使用Pro/ENGINEER软件包创建涡轮叶片的3D CAD模型,形面参数作为计算机系统的输入数据,测量点的法向矢量由计算机系统生成,生成的数据以DMIS格式由计算机系统的显示器导出仿真图;该方法大大提高了加工涡轮叶片形状与尺寸的精度。

CN 115682989 A



1. 一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:包括:

(S1) 将涡轮叶片放置在线性位移台上,手动调制CMOS相机和测试剖面机对准涡轮叶片的横截面和表面;

(S2) 将结构化的线激光图案投影到被测涡轮叶片的一个表面上,CMOS相机捕捉涡轮叶片轮廓线的图像并进行预处理,通过测试剖面机的线性扫描测量涡轮叶片的另一部分横截面的轮廓线;

(S3) 通过Renishaw PH10T测量探头拾取三个点形成一个X-Y平面,然后取两个点来定义X轴,获得涡轮叶片中心孔的旋转轴以放置Z轴;Renishaw PH10T测量探头对于涡轮叶片进行六点定位,并采用SA-LM混合优化形面测量算法优化测量形面参数;

(S4) 使用Pro/ENGINEER软件包创建涡轮叶片的3D CAD模型,形面参数作为计算机系统的输入数据,测量点的法向矢量由计算机系统生成,生成的数据以DMIS格式由计算机系统的显示器导出仿真图。

2. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述六点定位位置为涡轮叶片的前缘点、后缘点、压力侧点、吸入侧点、大扭曲点和大弯曲点。

3. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述CMOS相机捕捉涡轮叶片轮廓线的图像的工作方法为:

基于激光线在参考平面上的投影,涡轮叶片轮廓中的高度变化通过投影在被测物体上的光线中的点的横向位移来测量,涡轮叶片放置在垂直于Z轴的线性位移台上,假设投影激光线的每个点(X,Y,Z)的坐标,CMOS相机可测量的最小位移为1像素量级,CMOS相机的测量灵敏度 Δz 由等式(1)获得:

$$\Delta z = \frac{b\Delta x}{\Delta x + a \cot \theta} \quad (1)$$

式(1)中, a 、 b 和 θ 分别表示CMOS相机透镜焦距、针孔参考平面距离和观察角度, Δx 表示在沿着投影线的选定轮廓上由高度变化产生的参考光线的横向位移量。

4. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述涡轮叶片表面使用步进电机提供驱动,并通过微控制卡进行控制,进而实现持续性旋转。

5. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述横截面的轮廓线通过使用每个截面曲线的前缘点进行拟合,后缘曲线通过使用各个截面曲线的后缘点进行拟合;叶片截面曲线采用非均匀有理B样条表示,节点序列 $U=\{u\}$ 上的 k 阶有理B样条曲线 C 具有参数表示:

$$C = \frac{\sum_{i=0}^n w_i d_i N_{ik}(\theta)}{\sum_{i=0}^n w_i N_{ik}(\theta)} \quad (2)$$

式(2)中, d_i 表示控制点, i 表示序号, w_i 表示权重, N 表示节点序列 U 上的B样条基函数;前缘曲线通过使用每个截面曲线的前缘点进行拟合,后缘曲线通过使用各个截面曲线的后缘点进行拟合,采样前缘曲线和后缘曲线,设 L 和 T 分别为前缘曲线和后缘曲线的采样点集,在叶片堆叠轴上投影 L' 和 T' , L' 是对应于 L 的投影点集, T' 是对应于 T 的投影点集合;对于 P 中的每个点,通过 $D=||p_1-p_2||$ 计算距离,如果 $D<2R$,其中 R 是探头半径,则设 $P=\{p'_i\}$ 为设置的最终采样点,截面曲线高度由 p'_i 的 z 轴值表示。

6. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述涡轮叶片中设置在叶冠处的待测涡轮叶片平面是锯齿面中的一个平面,涡轮叶片的毛坯在进行锯齿面的打磨后,测量锯齿面的精度来确定涡轮叶片平面已进行预处理过程。

7. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述测量探头和涡轮叶片之间的角度参数计算,假设 d 是两个相邻叶片之间的角度, δ 是从X轴到通过测量点 $P(P_x, P_y, P_z)$ 的绕轴线的旋转角度, θ 是当前测量点围绕Z轴旋转直到接触下一个叶片的角度,上述三个角度可以公式化为以下方程:

$$\delta = \left[C \frac{u_i + u_{i+1}}{2} - \frac{Cu_i + Cu_{i+1}}{2} \right] \quad (3)$$

式(3)中, n 是叶片的总数,旋转角度 δ 表达式为:

$$\delta = \theta - \frac{u}{\sqrt{P_x^2 + P_y^2}} \times \frac{180^\circ}{\pi} \quad (4)$$

式(4)中, u 是点 P 处横截面的厚度,计算旋转角度 δ 以避免探针和涡轮叶片之间的碰撞,对于压力表面上的测量点角度满足公式(5):

$$\beta_1 = \delta + \theta / 2 \quad (5)$$

对于位于吸力面上的测量点角度满足公式(6):

$$\beta_2 = \delta - \theta / 2 \quad (6)$$

在等式(5)和(6)中,触针旋转角度 δ 使得触针位于安全边界的中间,即触针与两个安全边界中的任何一个之间的角度为 $\theta/2$ 。

8. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,其特征在于:所述混合优化形面测量算法过程包括:

测量探头对涡轮叶片进行不同姿态的测量,设测量点的真实值为多次测量数据的平均值 (x_0, y_0, z_0) ,则测量点的误差平均值为:

$$e = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n e_i = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2} \quad (7)$$

式(7)中, e 表示测量点的误差平均值, e_i 表示测量点的误差, i 表示序号, n 表示测量点的数目;计算测量点的标准差为:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (e_i - e)^2} \quad (8)$$

式(8)中, σ 表示测量点的标准差,测量探头整体测量精度目标函数为:

$$OA = e + 3\sigma \quad (9)$$

式(9)中, OA 表示测量目标函数,通过目标函数的值来判定测量探头计算所得的涡轮叶片形面参数是否接近真实值;运用最小二乘法计算可得:

$$\Delta S = (J^T \times J)^{-1} \times J^T \times \Delta M \quad (10)$$

式(10)中, ΔS 表示误差参数矢量, J 表示雅克比矩阵, ΔM 表示测量坐标误差模型;对误

差模型 ΔS 的等式左侧进行变换分析:

$$\begin{cases} \Delta S = (J^T \times J)^{-1} \times J^T \times \Delta M \leftrightarrow \Delta M \times (J^T \times J) \times \Delta S \\ \Delta M \times (J^T \times J) \times \Delta S = J^T \times \Delta M \end{cases} \quad (11)$$

令式(11)中 $K = (J^T \times J)^{-1}$, 并进行奇异值分解得到:

$$K = P \times \begin{bmatrix} O & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times Q^T \quad (12)$$

式(12)中, P 和 Q 为正交阵, 将矩阵 K 代回式(12)可得:

$$Q^T \times \Delta S = \begin{bmatrix} O & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times P^{-1} \quad (13)$$

根据对式(13)中的矩阵分析, 得知形面参数中有 $6-r$ 个参数有线性关系, r 为矩阵的秩, 将 Q^T 中后 $6-r$ 行的部分做初等行变换为:

$$\Delta a_6 = B_z \times \Delta \theta_6 \quad (14)$$

式(14)中, B_z 表示测量探头的装配误差, Δa_6 表示测量点的扭度误差; 去除冗余参数, 可得最优化形面参数误差公式为:

$$\Delta S_r = (J_r^T \times J_r)^{-1} \times J_r^T \times \Delta M \quad (15)$$

式(15)中, 矩阵下标 r 表示最小化的优化秩; 综合公式(7)~(15), 将满足准则的解作为混合优化形面测量算法的初值代入, 通过运算得到最优解。

9. 根据权利要求1所述的一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法, 其特征在于: 所述被测涡轮叶片为长度 $c=150$ mm, 最大厚度 $u_0=18$ mm 的发电机零件。

一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法

技术领域

[0001] 本发明涉及测量和测试技术领域,且更具体地涉及一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法。

背景技术

[0002] 涡轮叶片是燃气涡轮发动机中涡轮段的重要组成部分。高速旋转的叶片负责将高温高压的气流吸入燃烧器,以维持发动机的工作。为了保证在高温高压的极端环境下稳定长时间工作,涡轮叶片往往采用高温合金锻造,并采用不同方式来冷却例如内部气流冷却、边界层冷却、抑或采用保护叶片的热障涂层等方式来保证运转时的可靠性。在蒸汽涡轮发动机和燃气涡轮发动机中,叶片的金属疲劳是发动机故障最主要的原因。强烈的震动或者共振都有可能金属疲劳。工程师往往采用摩擦阻尼器来降低这些因素对叶片带来的损害。叶片在具体实施例中可以分为三种类型,分别是风扇叶片、压缩机叶片和涡轮叶片。对于这些类型的叶片,有一些不同的制造工艺,如数控加工、锻造和熔模铸造。这些叶片的制造精度直接影响航空发动机的性能、效率和寿命。此外,随着高性能航空发动机的发展,叶片越来越具有结构复杂、公差小、精度高等特点。无论以何种方式制造叶片,都需要进行检查以确保这些叶片的几何精度。由于叶片由复杂的自由曲面组成,因此特别难以测量。传统的叶片轮廓检查需要高技能的技术人员使用大量模板。这种测量速度低,精度低。然而,随着现代数字设备的发展,一些高效和精确的涡轮叶片形面智能测量装置出现在人们眼前,成为涡轮叶片制造中轮廓验证的主要工具,这些智能测量装置通过探针由测量臂驱动在X、Y和Z方向上移动,而刀片固定在定制夹具上。确定测量表面后,需要根据特定精度对测量点进行采样。最后,生成测量路径,并完成叶片轮廓测量。由于测量是逐点进行的,这是一个相当复杂的问题,尤其是对于自由曲面的测量就成为亟待解决的技术问题。在形面测量方面,许多研究人员致力于研究自由曲面上的测量点采样策略,其中专利CN102867332B公开一种复杂边界约束的多级细分网格曲面拟合方法,该方法采用了二维矩形网格在曲面上定义涡轮叶片测量点,然后将网格点投影到曲面上,投影线和模型之间的每个交点将指定一个涡轮叶片测量点,通过生成二维矩形网格,将约束边界在层位曲面细分网格上作投影;层位曲面网格点插值;层位曲面三角网拟合,这种方法虽然适用于空间曲面拟合的解决方案,但是涡轮叶片基于六点定位的应用范围比较小,应用过程复杂。

[0003] 并且,这种方法的缺点是它不适合具有高曲率的复杂形状涡轮叶片。为了克服这一问题,专利CN110057337B公开了自由曲面检查的智能采样方法,在该公开技术方案中,点分两个步骤分布在曲面内:(1)采样取决于每个面片的最大和最小高斯曲率的最关键点;(2)添加更多点取决于曲面上分布的最关键的点的总体分布。但这种智能采样方法在确定零件的设计坐标系时,不能获得高的精度点。

发明内容

[0004] 针对现有技术的不足,本发明提供了一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方

法,实现测量涡轮叶片的表面形状,通过机器测量方法六点定位涡轮叶片实际形状,并与标称形状进行比较,实现自适应调整装置加工涡轮叶片形状与尺寸的高精度性能,大大提高了测量能力和测量精度。

[0005] 为实现上述目的,本发明提供如下技术方案:

一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,包括:

(S1)将涡轮叶片放置在线性位移台上,手动调制CMOS相机和测试剖面机对准涡轮叶片的横截面和表面;

(S2)将结构化的线激光图案投影到被测涡轮叶片的一个表面上,CMOS相机捕捉涡轮叶片轮廓线的图像并进行预处理,通过测试剖面机的线性扫描,可以测量涡轮叶片的另一部分横截面的轮廓线;

(S3)Renishaw PH10T测量探头拾取三个点形成一个X-Y平面,然后取两个点来定义X轴,获得涡轮叶片中心孔的旋转轴以放置Z轴;Renishaw PH10T测量探头对于涡轮叶片进行六点定位,并采用SA-LM混合优化形面测量算法优化测量形面参数;

(S4)使用Pro/ENGINEER软件包创建涡轮叶片的3D CAD模型,形面参数作为计算机系统的输入数据,测量点的法向矢量由计算机系统生成,生成的数据以DMIS格式由计算机系统的显示器导出仿真图。

[0006] 作为本发明的进一步技术方案,所述六点定位位置为涡轮叶片的前缘点、后缘点、压力侧点、吸入侧点、大扭曲点和大弯曲点。

[0007] 作为本发明的进一步技术方案,所述CMOS相机基于激光线在参考平面上的投影,涡轮叶片轮廓中的高度变化通过投影在被测物体上的光线中的点的横向位移来测量,涡轮叶片放置在垂直于Z轴的线性位移台上,假设投影激光线的每个点(X,Y,Z)的坐标,CMOS相机可测量的最小位移为1像素量级,CMOS相机的测量灵敏度 Δz 由等式(1)获得:

$$\Delta z = \frac{b\Delta x}{\Delta x + a \cot \theta} \quad (1)$$

式(1)中, a 、 b 和 θ 分别表示CMOS相机透镜焦距、针孔参考平面距离和观察角度, Δx 表示在沿着投影线的选定轮廓上由高度变化产生的参考光线的横向位移量。

[0008] 作为本发明的进一步技术方案,所述涡轮叶片表面需要不断的旋转,使用Applied Motion Products的步进电机提供驱动,并通过Arduino Mega 2560微控制卡进行控制。

[0009] 作为本发明的进一步技术方案,所述横截面的轮廓线通过使用每个截面曲线的前缘点进行拟合,后缘曲线通过使用各个截面曲线的后缘点进行拟合;叶片截面曲线采用非均匀有理B样条表示,节点序列 $U=\{u\}$ 上的 k 阶有理B样条曲线 C 具有参数表示:

$$C = \frac{\sum_{i=0}^n w_i d_i N_{ik}(\theta)}{\sum_{i=0}^n w_i N_{ik}(\theta)} \quad (2)$$

式(2)中, d_i 表示控制点, i 表示序号, w_i 表示权重, N 表示节点序列 U 上的B样条基函数;前缘曲线通过使用每个截面曲线的前缘点进行拟合,后缘曲线通过使用各个截面曲线的后缘点进行拟合,采样前缘曲线和后缘曲线,设 L 和 T 分别为前缘曲线和后缘曲线的采样点集,在叶片堆叠轴上投影 L' 和 T' , L' 是对应于 L 的投影点集, T' 是对应于 T 的投影点集合;对于 P 中的每个点,通过 $D=||p_1-p_2||$ 计算距离,如果 $D<2R$,其中 R 是探头半径,则设 $P=\{p'_i\}$

为设置的最终采样点,截面曲线高度可由 p'_i 的 z 轴值表示。

[0010] 作为本发明的进一步技术方案,所述涡轮叶片中设置在叶冠处的待测涡轮叶片平面是锯齿面中的一个平面,涡轮叶片的毛坯在进行锯齿面的打磨后,测量锯齿面的精度来确定涡轮叶片平面已进行预处理过程。

[0011] 作为本发明的进一步技术方案,所述测量探头和涡轮叶片之间的角度参数计算,假设 d 是两个相邻叶片之间的角度, δ 是从 X 轴到通过测量点 $P(P_x, P_y, P_z)$ 的绕轴线的旋转角度, β 是当前测量点围绕 Z 轴旋转直到接触下一个叶片的角度,上述三个角度可以公式化为以下方程:

$$\delta = \left[C \frac{u_i + u_{i+1}}{2} - \frac{Cu_i + Cu_{i+1}}{2} \right] \quad (3)$$

式(3)中, n 是叶片的总数,旋转角度 δ 表达式为:

$$\delta = \theta - \frac{u}{\sqrt{P_x^2 + P_y^2}} \times \frac{180^\circ}{\pi} \quad (4)$$

式(4)中, u 是点 P 处横截面的厚度,由于涡轮叶片由压力表面和吸力表面组成,如图1所示,在计算旋转角度 δ 以避免探针和涡轮叶片之间的碰撞时,必须考虑测量点所在的表面,对于压力表面上的测量点角度满足公式(5):

$$\beta_1 = \delta + \theta / 2 \quad (5)$$

对于位于吸力面上的测量点角度满足公式(6):

$$\beta_2 = \delta - \theta / 2 \quad (6)$$

在等式(5)和(6)中,触针旋转角度 δ 使得触针位于安全边界的中间,即触针与两个安全边界中的任何一个之间的角度为 $\theta/2$,无论是否发生碰撞,触针都必须为要测量的每个点旋转。

[0012] 作为本发明的进一步技术方案,所述SA-LM混合优化形面测量算法过程包括:

测量探头对涡轮叶片进行不同姿态的测量,设测量点的真实值为多次测量数据的平均值 (x_0, y_0, z_0) ,则测量点的误差平均值为:

$$e = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n e_i = \sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + (z-z_0)^2} \quad (7)$$

式(7)中, e 表示测量点的误差平均值, e_i 表示测量点的误差, i 表示序号, n 表示测量点的数目;计算测量点的标准差为:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (e_i - e)^2} \quad (8)$$

式(8)中, σ 表示测量点的标准差,测量探头整体测量精度目标函数为:

$$OA = e + 3\sigma \quad (9)$$

式(9)中, OA 表示测量目标函数,通过目标函数的值来判定测量探头计算所得的涡轮叶片形面参数是否接近真实值;运用最小二乘法计算可得:

$$\Delta S = (J^T \times J)^{-1} \times J^T \times \Delta M \quad (10)$$

式(10)中, ΔS 表示误差参数矢量, J 表示雅克比矩阵, ΔM 表示测量坐标误差模型;对误差模型 ΔS 的等式左侧进行变换分析:

$$\begin{cases} \Delta S = (J^T \times J)^{-1} \times J^T \times \Delta M \leftrightarrow \Delta M \times (J^T \times J) \times \Delta S \\ \Delta M \times (J^T \times J) \times \Delta S = J^T \times \Delta M \end{cases} \quad (11)$$

令式(11)中 $K = (J^T \times J)^{-1}$, 并进行奇异值分解得到:

$$K = P \times \begin{bmatrix} O & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times Q^T \quad (12)$$

式(12)中, P 和 Q 为正交阵, 将矩阵 K 代回式(12)可得:

$$Q^T \times \Delta S = \begin{bmatrix} O & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times P^{-1} \quad (13)$$

根据对式(13)中的矩阵分析, 得知形面参数中有 $6-r$ 个参数有线性关系, r 为矩阵的秩, 将 Q^T 中后 $6-r$ 行的部分做初等行变换为:

$$\Delta a_6 = B_z \times \Delta \theta_6 \quad (14)$$

式(14)中, B_z 表示测量探头的装配误差, Δa_6 表示测量点的扭度误差; 去除冗余参数, 可得最优化形面参数误差公式为:

$$\Delta S_r = (J_r^T \times J_r)^{-1} \times J_r^T \times \Delta M \quad (15)$$

式(15)中, 矩阵下标 r 表示最小化的优化秩; 综合公式(7)~(15), 将满足准则的解作为混合优化形面测量算法的初值代入, 通过运算得到最优解。

[0013] 作为本发明的进一步技术方案, 所述被测涡轮叶片为长度 $c=150$ mm, 最大厚度 $u_0=18$ mm的发电机零件。

[0014] 本发明有益的积极效果在于:

区别于常规技术, 本发明快速有效地解决混合加工过程中形状精度差和尺寸一致性差的问题, 使用Pro/ENGINEER软件包创建涡轮叶片的3D CAD模型, 形面参数作为计算机系统的输入数据, 测量点的法向矢量由计算机系统生成, 生成的数据以DMIS格式由计算机系统的显示器导出仿真图, 采用模拟退火算法和最小二乘法(Simulated annealing and least method, SA-LM)混合优化形面测量算法优化测量形面参数, 大大提高了加工涡轮叶片形状与尺寸的精度。

附图说明

[0015] 图1为涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法流程图;

图2为CMOS照相机投影示意图;

图3为涡轮叶片六点定位第一示意图;

图4种涡轮叶片六点定位第二示意图;

图5种涡轮叶片测量计算机系统结构图;

图6剖面中测量的数据点与理想剖面比较图。

具体实施方式

[0016] 以下结合附图对本发明的优选实施例进行说明,应当理解,此处所描述的实施例仅用于说明和解释本发明,并不用于限定本发明;

如图1所示,一种涡轮叶片基于六点定位的形面测量方法,包括:

(S1)将涡轮叶片放置在线性位移台上,手动调制CMOS相机和测试剖面机对准涡轮叶片的横截面和表面;CMOS相机和测试剖面机使用三角测量原理,将结构化的线激光图案投影到被测叶片的一个表面上,相机捕捉线的图像,并进行处理以解释投影线的扭曲形式。通过仪器的线性扫描,可以测量叶片另一部分的轮廓。本文给出了NACA 0012系列的两种对称型材的比较和评估结果,一种是在3D打印机中制造的,另一种是亚音速风洞的金属型材AF104。此外,对1.5 kW风力涡轮机的FX 63-137型叶片的三个部分进行了评估。空气动力学分析表明升力系数和空气动力学剖面效率降低,阻力系数增加。此外,CMOS相机和测试剖面机仪器在Z轴上的灵敏度为0.1 mm。

[0017] (S2)将结构化的线激光图案投影到被测涡轮叶片的一个表面上,CMOS相机捕捉涡轮叶片轮廓线的图像并进行预处理,通过测试剖面机的线性扫描,可以测量涡轮叶片的另一部分横截面的轮廓线;

在具体实施例中,激光三角测量技术(LTT)最常用于三维物体重建,因为这些技术基于物体、CCD和结构光投影之间的三角测量。轮廓中的高度变化是通过投影在被测物体上的光线(结构光)中的点的横向位移来测量的。此外,LTT具有结构简单、测量速度快、灵活等特点,在生产过程的检测和质量控制中有着广泛的应用。然而,LTT的主要缺点是需要非室外照明源和被测表面的颜色,因此需要额外的图像处理方法以获得风力涡轮机叶片几何形状的数字重建。在其他工作中介绍了低成本扫描仪系统的开发,该系统使用两个投影和观察系统重建风力涡轮机叶片,以评估风力涡轮机叶片的两面(外表面和内表面)。通过使用具有位置和速度控制反馈的直流电机,重建叶片的不同轮廓,使其线性位移。

[0018] (S3)Renishaw PH10T测量探头拾取三个点形成一个X-Y平面,然后取两个点来定义X轴,获得涡轮叶片中心孔的旋转轴以放置Z轴;Renishaw PH10T测量探头对于涡轮叶片进行六点定位,并混合优化形面测量算法优化测量形面参数;

在具体实施例中,使用的英国雷尼绍RENISHAW PH10T侧头,该机器具有三个平移轴,X轴、Y轴和Z轴,以及两个旋转轴,A轴和B轴,它们分别能够以 7.5° 的角度增量旋转 105° 和 180° 。共有720个触针方向支持复杂表面的测量。机器及其探头的控制以及测量数据的输入和检索通过接口IEEE488实现。正常使用旋转角度进行检测时,有部分角度可以旋转过去,但旋转过去的角度无法锁定,因此不能继续进行测量。通过现场对PH10T侧头检测,确认问题来此雷尼绍侧头的损坏,需要进行维修。三次元RenishawPH10T自动测座故障:无法正常复位、角度旋转等--无法正常测量使用。维修PH10T测头,MH20测头,3D影像测量仪测头。与PH10M相似;不同之处在于,PH10T用M8螺纹测头底座替代了自动吸附接头。所有M8螺纹的测头(例如TP20和TP200)和加长杆均可直接安装在测座上。PH10T与雷尼绍所有测针和模块交换系统完全兼容。关于开发计算机系统以实现上述方法来计算探针方向,使用了由SpatialTechnology, Inc.开发的ACIS作为几何内核,并使用VisualC作为编程语言。

[0019] (S4)使用Pro/ENGINEER软件包创建涡轮叶片的3DCAD模型,形面参数作为计算机系统的输入数据,测量点的法向矢量由计算机系统生成,生成的数据以DMIS格式由计算机系统的显示器导出仿真图。

[0020] 在具体实施例中,如图2-4所示,所述六点定位位置为涡轮叶片的前缘点、后缘点、压力侧点、吸入侧点、大扭曲点和大弯曲点,

在具体实施例中,所述CMOS照相机基于激光线在参考平面上的投影,涡轮叶片轮廓中的高度变化通过投影在被测物体上的光线中的点的横向位移来测量,涡轮叶片放置在垂直于Z轴的线性位移台上,假设投影激光线的每个点(X,Y,Z)的坐标,CMOS照相机可测量的最小位移为1像素量级,CMOS照相机的测量灵敏度 Δz 由等式(1)获得:

$$\Delta z = \frac{b\Delta x}{\Delta x + a \cot \theta} \quad (1)$$

式(1)中, a 、 b 和 θ 分别表示CMOS照相机透镜焦距、针孔参考平面距离和观察角度, Δx 表示在沿着投影线的选定轮廓上由高度变化产生的参考光线的横向位移量。

[0021] 在具体实施例中,所述涡轮叶片表面需要不断的旋转,使用Applied Motion Products的步进电机提供驱动,并通过Arduino Mega 2560微控制卡进行控制。

[0022] 在具体实施例中,所述横截面的轮廓线通过使用每个截面曲线的前缘点进行拟合,后缘曲线通过使用各个截面曲线的后缘点进行拟合;叶片截面曲线采用非均匀有理B样条表示,节点序列 $U=\{u\}$ 上的 k 阶有理B样条曲线 C 具有参数表示:

$$C = \frac{\sum_{i=0}^n w_i d_i N_{ik}(\theta)}{\sum_{i=0}^n w_i N_{ik}(\theta)} \quad (2)$$

式(2)中, d_i 表示控制点, i 表示序号, w_i 表示权重, N 表示节点序列 U 上的B样条基函数;前缘曲线通过使用每个截面曲线的前缘点进行拟合,后缘曲线通过使用各个截面曲线的后缘点进行拟合,采样前缘曲线和后缘曲线,设 L 和 T 分别为前缘曲线和后缘曲线的采样点集,在叶片堆叠轴上投影 L' 和 T' , L' 是对应于 L 的投影点集, T' 是对应于 T 的投影点集合;对于 P 中的每个点,通过 $D=||p_1-p_2||$ 计算距离,如果 $D<2R$,其中 R 是探头半径,则设 $P=\{p'_i\}$ 为设置的最终采样点,截面曲线高度可由 p'_i 的 z 轴值表示。

[0023] 在具体实施例中,所述涡轮叶片中设置在叶冠处的待测涡轮叶片平面是锯齿面中的一个平面,涡轮叶片的毛坯在进行锯齿面的打磨后,测量锯齿面的精度来确定涡轮叶片平面已进行预处理过程。去毛刺和清洁工作采用去毛刺磁力抛光机,去毛刺磁力抛光机利用超强的电磁力,传导细小的研磨不锈钢针,产生高速流动,调头等动作,在工件内孔,表面摩擦,一达到抛光,清洗,去除毛边等精密研磨效果。去毛刺磁力抛光机特点包括轻铁类金属、非铁类金属、硬质塑料等精密零件成品,去除毛边、倒角、抛光、洗净等精密研磨工作一次完成;.不规则状零件、孔内、管内、死角、夹缝等皆可研磨加工;加工速度快,操作简单安全,成本低;成品加工后不变形,不影响精度;机种齐全,可设计专用机种。涡轮叶片去毛刺和清洁的预处理的先工艺的实际形状未知,即使在同一批次中也可能彼此不同。然而,去毛刺和清洁的预处理先工艺的实际形状是适应标称最终形状的唯一指导,应准确检查。机上测量是一种过程中测量方法,其中在机床主轴上安装一个触摸探头或测量照相机,以检查涡轮叶片的形状。

[0024] 在具体实施例中,涡轮叶片的CAD模型通常表示为非均匀有理样条曲面。根据涡轮叶片形状的设计规则,将CAD模型沿翼展方向切割成多个截面,并生成截面线。由于接触探头无法在线检查形状,因此应将剖面线分散成点。有几种绝望的方法,如基于等距的、基于曲率的、基于等量的等。本发明采用一种基于六点定位测量点的算法,该算法减少测量时间,同时保持具有最少点的截面形状。生成测量点后,下一步是规划探头的测量路径。

[0025] 在具体实施例中,所述测量探头和涡轮叶片之间的角度参数计算,假设 d 是两个相邻叶片之间的角度, δ 是从X轴到通过测量点 $P(P_x, P_y, P_z)$ 的绕轴线的旋转角度, β 是当前测量点围绕Z轴旋转直到接触下一个叶片的角度,上述三个角度可以公式化为以下方程:

$$\delta = \left[C \frac{u_i + u_{i+1}}{2} - \frac{Cu_i + Cu_{i+1}}{2} \right] \quad (3)$$

式(3)中, n 是叶片的总数,旋转角度 δ 表达式为:

$$\delta = \theta - \frac{u}{\sqrt{P_x^2 + P_y^2}} \times \frac{180^\circ}{\pi} \quad (4)$$

式(4)中, u 是点 P 处横截面的厚度,由于涡轮叶片由压力表面和吸力表面组成,如图1所示,在计算旋转角度 δ 以避免探针和涡轮叶片之间的碰撞时,必须考虑测量点所在的表面,对于压力表面上的测量点角度满足公式(5):

$$\beta_1 = \delta + \theta / 2 \quad (5)$$

对于位于吸力面上的测量点角度满足公式(6):

$$\beta_2 = \delta - \theta / 2 \quad (6)$$

在等式(5)和(6)中,触针旋转角度 δ 使得触针位于安全边界的中间,即触针与两个安全边界中的任何一个之间的角度为 $\theta/2$,无论是否发生碰撞,触针都必须为要测量的每个点旋转。

[0026] 在具体实施例中,测量探头在测量涡轮叶片同一点时,根据理论模型在不同的姿态时坐标值应该保持不变,但形面参数与理论参数因多种因素存在误差,此外,测量误差还与空间位置有关,所以标定时测量探头应该在不同的位置进行多姿态的测量,坐标值的误差大小和波动范围都是测量机精度的体现。因此本发明结合SA和LM两者作为目标函数,采用设计的SA-LM混合优化形面测量算法求取涡轮叶片形面参数的实际值。对涡轮叶片进行不同姿态的测量,记录所得的角度数据得到测量点坐标值 (x, y, z) ,设测量点的真实值为多次测量数据的平均值 (x_0, y_0, z_0) ,则测量点的误差平均值为:

$$e = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n e_i = \sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + (z-z_0)^2} \quad (7)$$

式(7)中, e 表示测量点的误差平均值, e_i 表示测量点的误差, i 表示序号, n 表示测量点的数目,在本实施例中 $n=6$;计算测量点的标准差为:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (e_i - e)^2} \quad (8)$$

式(8)中, σ 表示测量点的标准差,测量探头整体测量精度通过 e 和 σ 的组合来表示,目标函数为:

$$OA = e + 3\sigma \quad (9)$$

式(9)中, OA 表示测量目标函数,通过目标函数的值来判定测量探头计算所得的涡轮叶片形面参数是否接近真实值;运用最小二乘法计算可得:

$$\Delta S = (J^T \times J)^{-1} \times J^T \times \Delta M \quad (10)$$

式(10)中, ΔS 表示误差参数矢量, J 表示雅克比矩阵, ΔM 表示测量坐标误差模型;根据式(10)计算出 ΔS 后对测量参数进行修正,通过修正后的参数计算出新一轮的理论坐标值及误差矩阵,判定修正后参数的误差小于设定的阈值 ϵ ,不满足条件就继续迭代;满足条件则运算结束,输出最终的参数;当公式(10)中雅克比矩阵 J 为奇异阵时,如果矩阵中有部分参数为线性关系,会对参数误差的求解造成干扰;因此对误差模型 ΔS 的等式左侧进行变换分析:

$$\begin{cases} \Delta S = (J^T \times J)^{-1} \times J^T \times \Delta M \leftrightarrow \Delta M \times (J^T \times J) \times \Delta S \\ \Delta M \times (J^T \times J) \times \Delta S = J^T \times \Delta M \end{cases} \quad (11)$$

令式(11)中 $K = (J^T \times J)^{-1}$,并进行奇异值分解得到:

$$K = P \times \begin{bmatrix} O & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times Q^T \quad (12)$$

式(12)中, P 和 Q 为正交阵,将矩阵 K 代回式(12)可得:

$$Q^T \times \Delta S = \begin{bmatrix} O & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \times P^{-1} \quad (13)$$

根据对式(13)中的矩阵分析,得知形面参数中有 $6-r$ 个参数有线性关系, r 为矩阵的秩;由于式(12)中 K 是对称矩阵,那么有对应的关系式 $Q^T = P^{-1}$,因此 Q 阵属于旋转矩阵,对式(13)的误差 ΔS 模型进行旋转变换,将所有呈线性相关的形面参数处在相同的零平面上。随后将 Q^T 中后 $6-r$ 行的部分做初等行变换从而提取矩阵中有线性关系的误差参数,最终所得结果为:

$$\Delta a_6 = B_z \times \Delta \theta_6 \quad (14)$$

式(14)中, B_z 表示测量探头的装配误差, Δa_6 表示测量点的扭度误差; Δa_6 作为冗余参数并在雅克比矩阵及参数误差矩阵 ΔS 中去除对应参数的矩阵,可得新的形面参数误差公式,其中矩阵 ΔS 为 r 行1列,矩阵 J 为 $3n$ 行 r 列,矩阵 ΔS 为 $3n$ 行1列,即

$$\Delta S_r = (J_r^T \times J_r)^{-1} \times J_r^T \times \Delta M \quad (15)$$

式(15)中,矩阵下标 r 表示最小化的优化秩;综合公式(7)~(15),将满足准则的解作为LM算法的初值代入,通过运算得到最优解。

[0027] 在具体实施例中,所述被测涡轮叶片为长度 $c=150$ mm,最大厚度 $u_0=18$ mm的发电机零件。涡轮叶片测量程序包括将计算机系统调整到CMOS照相机的视野,从而通过CMOS照相机的较大侧测量位移,以获得最佳分辨率,拍摄图像并旋转 180° 以完成该部分的轮廓。最

后,本发明使用了一种图像处理方法,该方法允许获得描述被测剖面的离散数据。然后,将实验获得的轮廓与NACA0012系列的理论轮廓进行比较。本提案中的校准过程是利用沿Z轴的线性位移进行的,这样我们就可以测量图像平面上某一点的横向位移,从而获得校准曲线,灵敏度为0.1 mm,同时考虑到图像平面上可测得的最小位移约为一个像素。对于每个测试剖面的重建,沿4个剖面进行测量,特别是仅对其中一个剖面进行了测量,以将方程(2)的理论剖面与测试剖面(实际剖面)进行比较。测量剖面(AF104和PLA)与理论剖面(NACA0012)的比较结果。如图6所示,剖面AF104的一组点更接近剖面NACA0012的曲线,PLA剖面的绝对偏差(RMS)为0.07321 mm,AF104剖面为0.0373 mm。

[0028] 虽然以上描述了本发明的具体实施方式,但是本领域的技术人员应当理解,这些具体实施方式仅是举例说明,本领域的技术人员在不脱离本发明的原理和实质的情况下,对上述方法和系统的细节进行各种省略、替换和改变;例如,合并上述方法步骤,从而按照实质相同的方法执行实质相同的功能以实现实质相同的结果则属于本发明的范围;因此,本发明的范围仅由所附权利要求书限定。

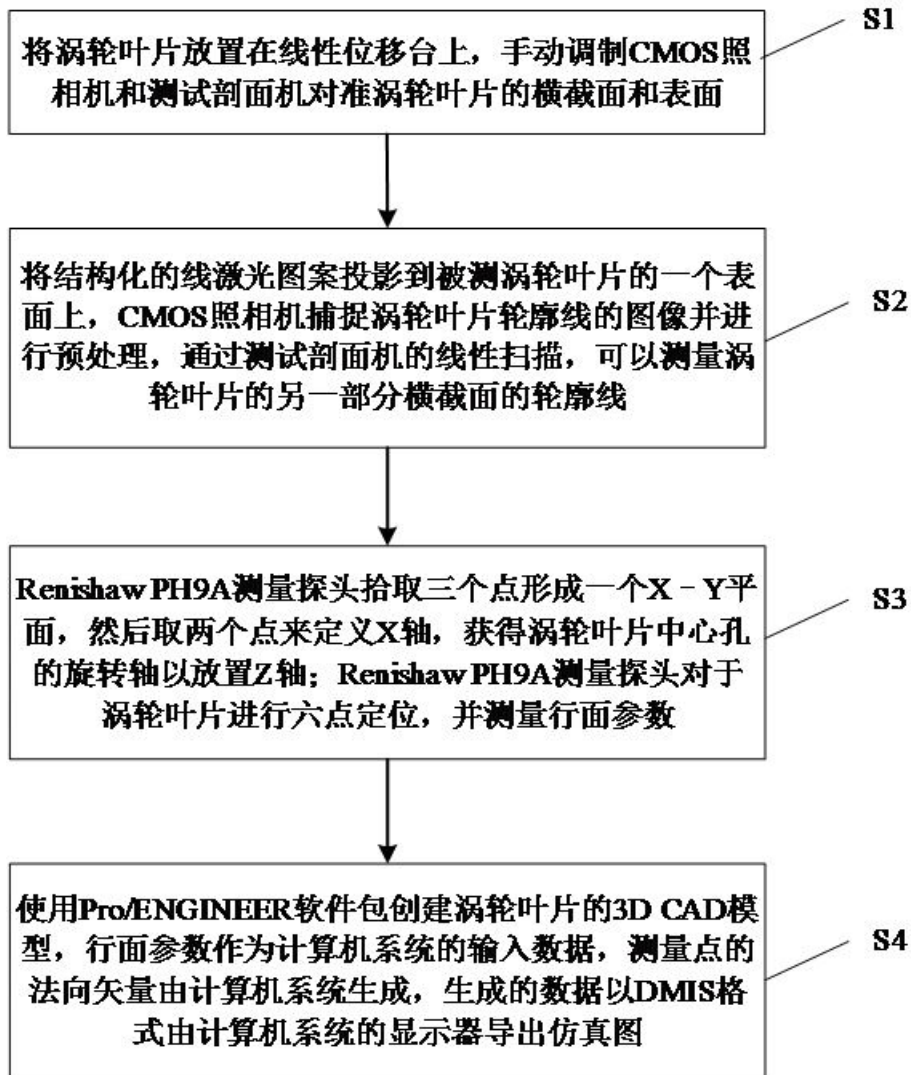


图 1

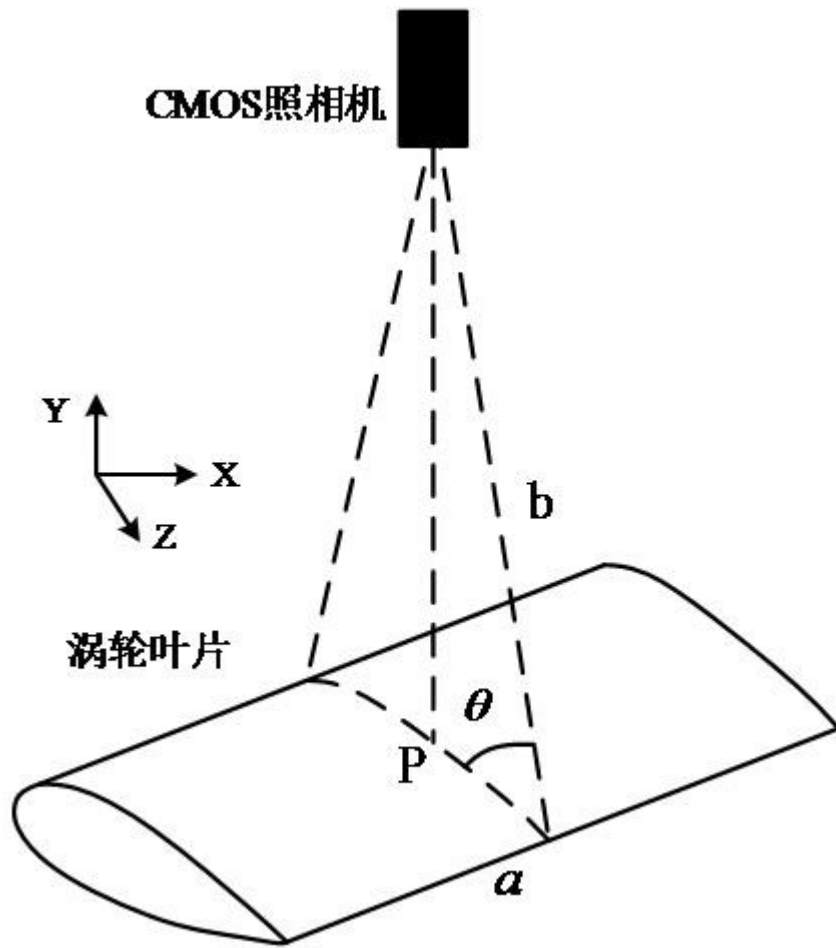


图 2

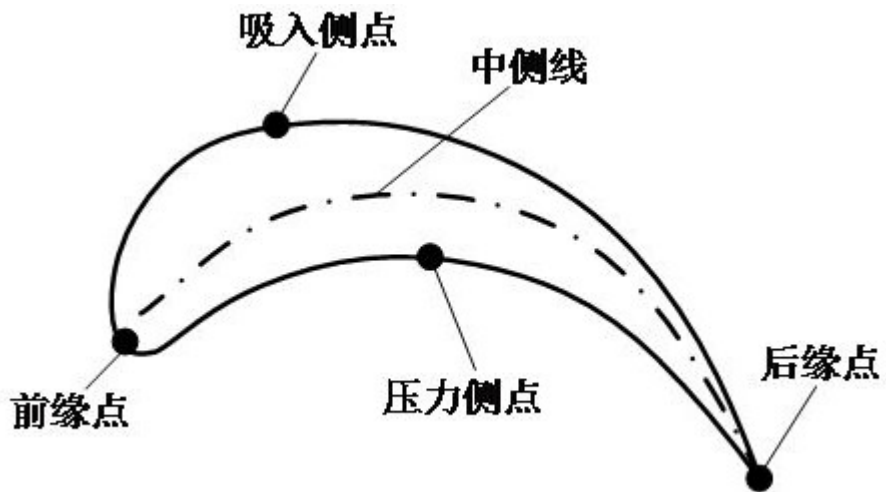


图 3

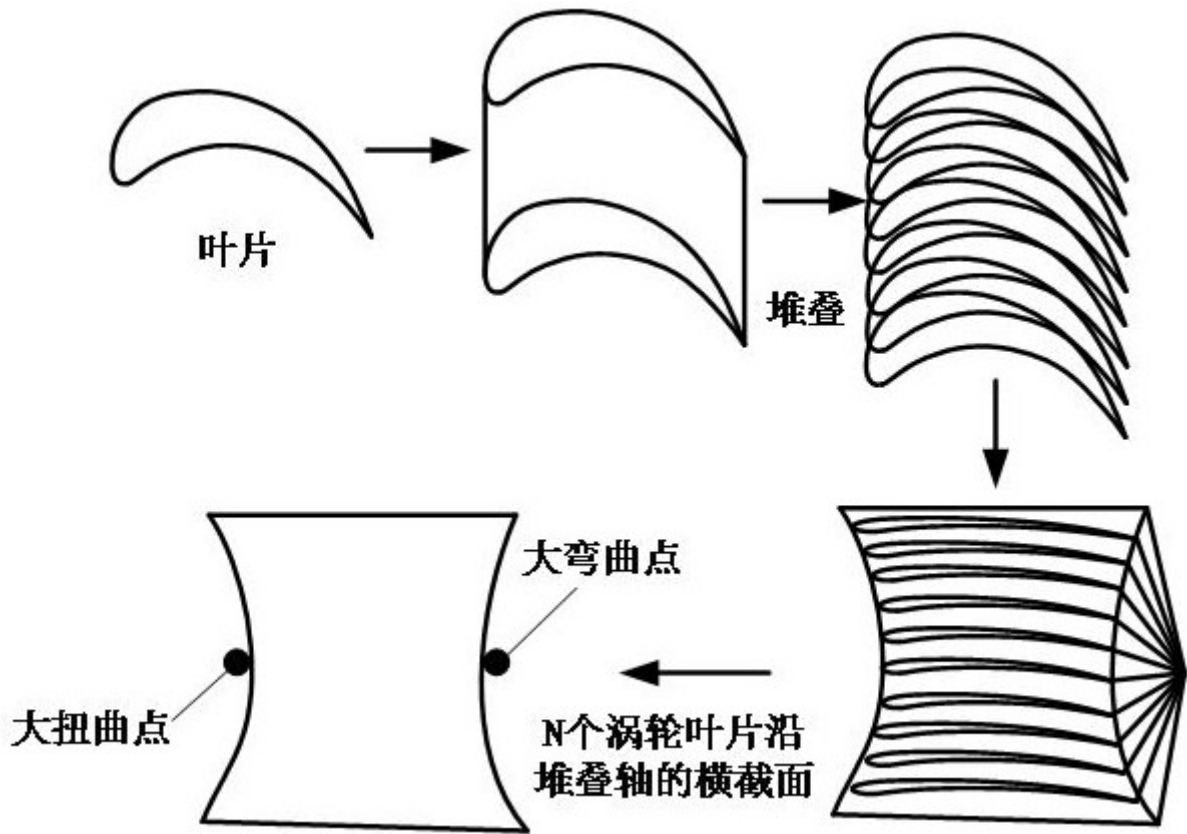


图 4

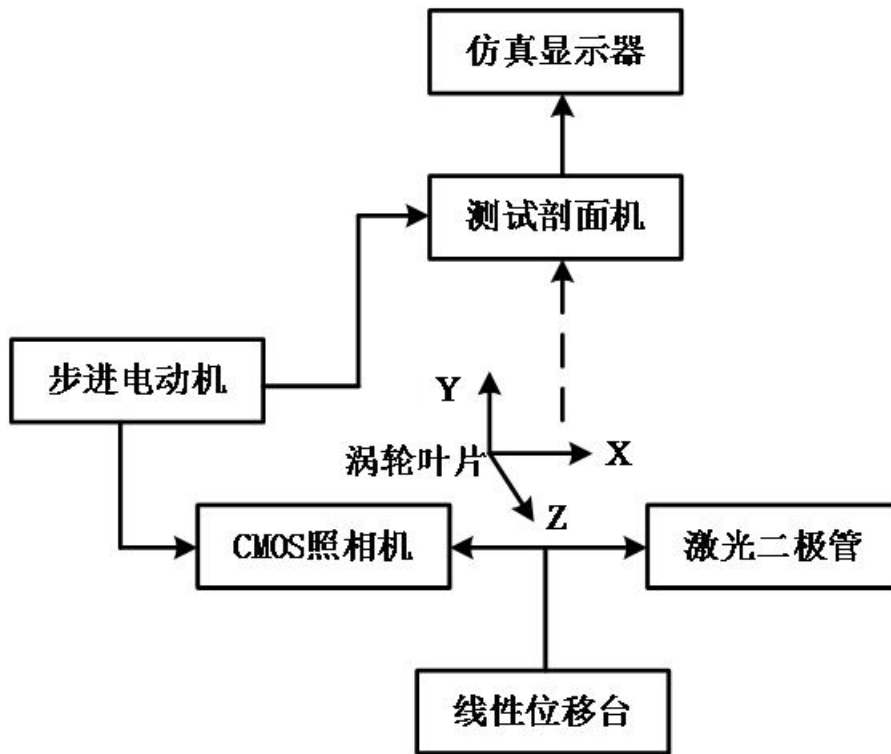


图 5

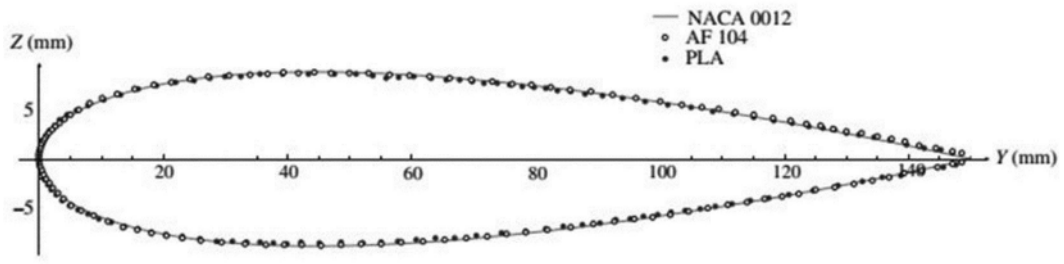


图 6